

УДК 629.735

КОМПЛЕКС СТЕНДОВ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ ШАССИ НА ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ

В.А. БРУСОВ, А.В. КАТУНИН, Ю.Ю. МЕРЗЛИКИН, Д.А. ЧИЖОВ

В данной статье рассматривается комплекс стендов, созданных в НИМК ЦАГИ для отработки и создания шасси на воздушной подушке (ШВП) для летательных аппаратов (ЛА) и транспортных средств. Он позволяет в полной мере охватить процесс разработки и конструирования шасси ЛА на ВП и решить вопросы, связанные с особенностями таких ЛА на взлете, при посадке и движении по элементарно подготовленным и неподготовленным грунтовым ВПП, площадкам равнинной местности и водным акваториям. В состав комплекса входит: экспериментальная установка для исследования явлений аэроупругости ШВП в процессах выпуска и уборки и с имитацией взлетно-посадочных режимов полета самолетов и экранопланов с ШВП в набегающем потоке воздуха, в том числе в аэродинамических трубах (АДТ); стенд с вертикальным экраном для аэродинамических испытаний моделей экранопланов и самолетов с ШВП в АДТ Т-5 НИМК ЦАГИ на шестикомпонентных автоматизированных весах с возможностью одновременного варьирования расположения модели относительно экрана по высоте, крену, тангажу (углу атаки) и скольжению; подвижный стенд с контактным гусеничным двигателем для экспериментального определения и сравнительной оценки характеристик ШВП с различными схемами формирования и ограждениями ВП для круглогодичных испытаний в натурных условиях на элементарно подготовленных и неподготовленных площадках и акваториях. На основе математического моделирования обтекания потоком воздуха в АДТ стенда с вертикальным экраном и установки для исследования явлений аэроупругости гибких ограждений обоснована возможность использования стенда и установки для экспериментальных исследований, соответственно, по определению аэродинамических характеристик сил и моментов моделей ЛА с ШВП и экранопланов и исследований явлений аэроупругости гибких ограждений.

Ключевые слова: стенд, шасси на воздушной подушке, летательный аппарат, транспортное средство.

При использовании шасси на воздушной подушке (ШВП) становится возможной круглогодичная и практически независимая от погодных условий эксплуатация ЛА с использованием элементарно подготовленных и неподготовленных грунтовых ВПП (взлетно-посадочная полоса), площадок равнинной местности. Расчетные исследования и испытания экспериментальных самолетов с ШВП свидетельствуют о том, что ШВП обеспечивает нормативные требования по перегрузкам самолетов при движении по ВПП и посадке.

При амфибийном ШВП возможна также эксплуатация ЛА с использованием для взлета и посадки акваторий, причем любой глубины, и даже при плавающих на поверхности предметах типа топляков.

Важнейшей составляющей частью ШВП является гибкое ограждение, применяемое для герметизации воздушной подушки. От конструкции гибкого ограждения в определяющей степени зависит не только выбор компоновки, конструктивных параметров и режимов работы нагнетательных установок ВП и других систем ШВП, но и параметры и компоновка ЛА с ШВП в целом, при которых ЛА будет одновременно обладать приемлемой энерговооруженностью, допустимыми уровнями динамической нагруженности при разбеге и пробеге по неровным ВПП и перегрузками при посадочном ударе ниже нормируемых величин. В процессе рулежки, разбега, пробега и полета ЛА гибкие ограждения ВП и другие элементы ШВП должны быть динамически и статически устойчивыми. Возможность возникновения на этих режимах движения вертикальных и угловых автоколебаний ЛА и вибрации гибкого ограждения обусловлена свойствами ЛА с ШВП как пневмомеханической колебательной системы с постоянными источниками энергии – нагнетательными установками, компенсирующими рассеяние энергии при колебаниях ЛА и вибрации гибкого ограждения [1–8]. В полете в процессе выпуска и уборки ШВП энергия для проявлений динамической и статической аэроупругости (флаттера и дивергенции) добавляется также из набегающего потока воздуха. Автоколебания ЛА с ШВП и вибрация гибкого ограждения (при разбеге и пробеге), а также флаттер и дивергенция (в полете)

проявились на экспериментальных самолетах типа «Lake-4» (рис. 1), СС 115 «Buffalo» (рис. 2). Это послужило, в частности, главной причиной закрытия программы развития работ по самолетам с ШВП в США и Канаде.

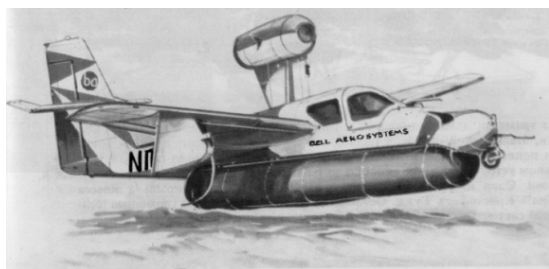


Рис. 1. Lake-4 с ШВП

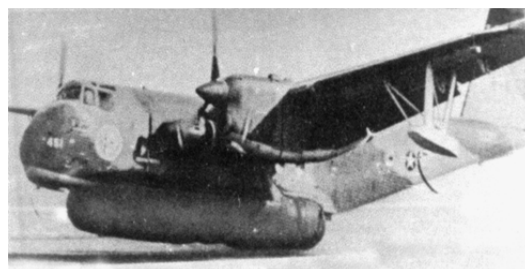


Рис. 2. СС-115 Buffalo

Для снижения эрозии грунтовых ВПП, зависящей от скорости истечения воздуха из ВП через щелевой зазор под гибким ограждением, и уменьшения гидродинамического сопротивления ЛА при разбеге по водной поверхности избыточное давление в ВП ΔP_{Π} (или перепад давления между отдельными секциями ВП, разделенными гибкими ограждениями) обычно ограничивается величиной $\Delta P_{\Pi} = 3000 \div 4000$ Па. В связи с этим потребная площадь воздушной подушки по нижним кромкам гибкого ограждения для восприятия весовой нагрузки ЛА при рулежке, на начальном этапе разбега и на завершении пробега для самолетов, не имеющих развитых центропланов, оказывается в 3–4 раза большей, чем площадь в плане той части фюзеляжа, где может быть создана ВП. Соответственно увеличиваются размеры ШВП и аэродинамическое сопротивление ЛА.

Поэтому для уменьшения аэродинамического сопротивления ЛА в полете ШВП снабжается гибким ограждением, частично или полностью убирающимся в корпус (фюзеляж) после взлета ЛА и выпускаемым в полете с формированием взлетно-посадочной конфигурации перед посадкой.

На самолетах с развитым центропланом и с относительно малой крейсерской скоростью полета целесообразно убирать лишь поперечные гибкие ограждения ШВП. Объясняется это тем, что повышение ЛТХ и эксплуатационных качеств ЛА за счет снижения сопротивления ЛА при полной уборке ШВП практически полностью компенсируется снижением этих качеств в результате роста массы и усложнения конструкции ШВП.

Как уже отмечено выше, при воздействии набегающего потока на элементы гибкого ограждения в процессе выпуска и уборки могут возникать явления аэродинамической упругости: флаттер и дивергенция элементов ШВП. Эти явления могут привести к существенным изменениям аэродинамических характеристик ЛА (в частности, продольного и поперечного моментов сопротивления и подъемной силы ЛА) и к разрушению как самого гибкого ограждения, так и механизмов его выпуска и уборки. Следствием этих обстоятельств могут быть катастрофические последствия соответственно от потери устойчивости полета ЛА, либо от «жесткого» посадочного удара (с перегрузками выше допустимых), или в результате опрокидывания ЛА.

Расчетные модели процедур выпуска и уборки гибких ограждений по формированию полетной и посадочной конфигураций ШВП, с помощью которых могут быть исследованы и выбраны алгоритмы изменения режимов работы нагнетателей, создающих избыточные давления в полостях гибкого ограждения, и управления приводами выпуска и уборки гибкого ограждения, очень сложны. Практическое использование этих расчетных моделей допустимо только после их верификации. Выбор параметров гибких ограждений и нагнетателей ШВП, механизмов приводов выпуска и уборки ШВП, а также алгоритмов их работы в этих процессах может быть сделан экспериментально путем испытаний динамически подобных моделей ШВП и отдельных секций гибких ограждений ВП в потоке аэродинамических труб. При таких испытаниях каждой из моделей ШВП должен выполняться присущий только ей комплекс критериев подобия.

За последние годы в рамках научно-исследовательских работ был разработан и создан комплекс стендов:

- экспериментальная установка для исследования явлений аэроупругости ШВП в процессах выпуска и уборки и с имитацией взлетно-посадочных режимов полета самолетов и экранопланов с ШВП в набегающем потоке воздуха, в том числе в аэродинамических трубах (рис. 3);

- стенд с вертикальным экраном для испытаний моделей экранопланов и самолетов с ШВП в АДТ Т-5 НИМК ЦАГИ с возможностью одновременного варьирования расположения модели относительно экрана по высоте, крену, тангажу (углу атаки) и скольжению (рис. 4);

- подвижный стенд с контактным гусеничным движителем для экспериментального определения и сравнительной оценки характеристик шасси на воздушной подушке с различными схемами формирования и ограждения воздушной подушки для круглогодичных испытаний в натурных условиях на элементарно подготовленных и неподготовленных площадках и акваториях (рис. 5).

Экспериментальная установка для исследования явлений аэроупругости гибких ограждений ВП, процессов выпуска-уборки ШВП с имитацией взлетно-посадочных режимов снабжена регулируемым приводом выпуска и уборки элементов ограждения, регулируемыми нагнетателями для подачи воздуха в полости ограждения, автоматизированной системой управления приводами и нагнетателями, системой измерения и регистрации сил, перемещений и давлений в процессах выпуска и уборки ограждения.

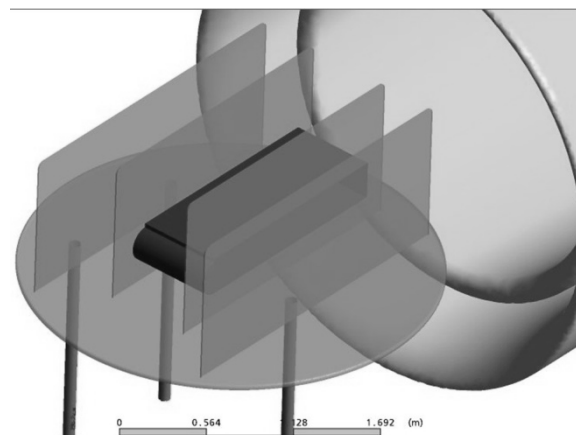
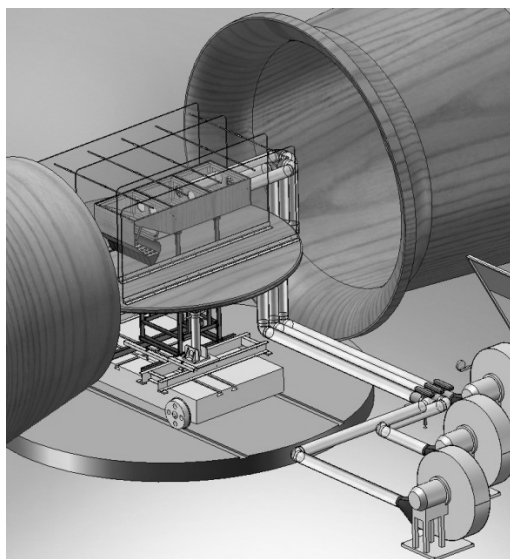


Рис. 3. Установка для исследования явлений аэроупругости гибких ограждений ВП

Первым этапом создания установки для исследования явлений аэроупругости гибких ограждений в потоке АДТ являлось математическое моделирование установки в рабочей части АДТ Т-5 с последующей оптимизацией ее геометрических параметров. В качестве рабочего инструмента использовался программный комплекс, позволяющий решать осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса. Для замыкания уравнений служат различные модели турбулентности.

Для составления полной картины влияния различных элементов установки на искажение потока был проведен ряд расчетов при различной конфигурации установки:

- экран с «коробом» (гибкое ограждение убрано);
- экран с «коробом» (гибкое ограждение выпущено).

Для всех конфигураций рассматривалось два положения экрана:

- экран на минимальном расстоянии от гибкого ограждения;
- экран на расстоянии 300 мм относительно нижних кромок гибкого ограждения.

Для сравнения все расчеты производились в физических переменных и с физическими размерами установки и контрольного крыла при скоростях набегающего потока 40 м/с.

Результаты моделирования показали, что на всех режимах с убраннным гибким ограждением на стенде реализуется плоскопараллельное обтекание. При выпущенном гибком ограждении оно также реализуется в случае, когда расстояние до экрана 300 мм, но вблизи экрана поток перестает быть плоскопараллельным и становится пространственным. Выявление степени влияния такой неравномерности на экспериментальные данные требует отдельного всестороннего изучения.

Следует отметить, что конфигурация подводящих труб не оказывает существенного влияния на неравномерность потока в поперечном направлении.

Дополнительно было исследовано плоскопараллельное обтекание короба с гибким ограждением и без него на тех же высотах от поверхности.

Наибольший интерес представляет моделирование экрана. В связи с этим сравнивались максимальные и минимальные значения и характер распределения по поверхности эпюры распределения давления. Установлено, что моделирование распределения давления и его экстремальных значений на установке возможно. При этом нет необходимости вводить дополнительные поправочные зависимости при пересчете экспериментальных данных на аналогичную модель в прямом движении.

Для определения прогиба бокового прозрачного элемента от давления в ВП составлена расчетная модель его деформации. Прогиб поликарбонатного стекла толщиной 10 мм для самого неблагоприятного случая составит 1,03 мм, что не превышает допустимого значения.

Созданный стенд с вертикальным экраном (рис. 4) для испытаний моделей экранопланов и самолетов с ШВП оснащен шестикомпонентными автоматизированными весами с проволоочной подвеской в АДТ Т-5 с возможностью одновременного варьирования расположения модели относительно экрана по высоте, крену, тангажу (углу атаки) и рысканию (углу скольжения). Стенд снабжен системой изменения положения экрана с автоматизированной системой управления.

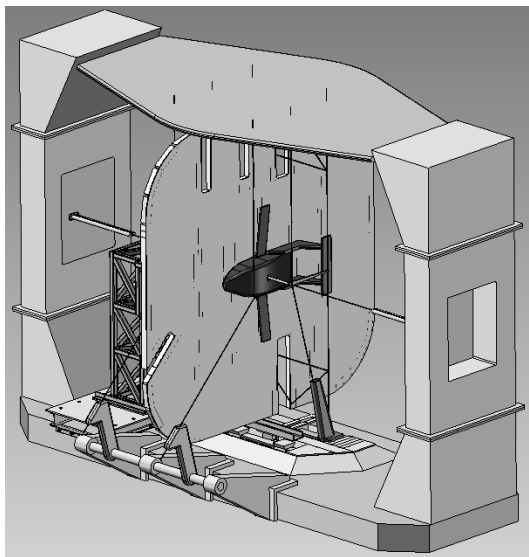


Рис. 4. Стенд с вертикальным экраном в АДТ Т-5 НИМК ЦАГИ

Первым этапом создания стенда с вертикальным экраном для определения аэродинамических характеристик моделей при круговой продувке в АДТ являлось математическое моделирование влияния стенда на параметры потока в АДТ Т-5 с последующей оптимизацией его геометрических параметров. В качестве рабочего инструмента использовался тот же программный комплекс, что и для предыдущей установки, позволяющий решать осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса.

Рассматривалось два варианта стенда: с круглым экраном и с квадратным. Сравнение производилось на примере контрольного крыла (КК) в АДТ Т-5 НИМК ЦАГИ (хорда равна 200 мм, размах – один метр). КК помещалось на разных высотах над экраном: 50, 100, 200 мм. И при этих высотах были получены аэродинамические характеристики КК. Угол атаки крыла изменялся относительно четверти хорды профиля от носика. Для тех же высот было проведено моделирование КК в прямом движении. Кроме того, было проведено моделирование обтекания КК в АДТ Т-5, что позволило опереться на доступные экспериментальные данные для верификации расчетов и дополнить аэродинамические характеристики КК случаем, когда влияние поверхности земли отсутствует.

Все расчеты производились в физических переменных и с физическими размерами стенда и КК при скоростях набегающего потока 40 м/с.

В расчете задавались геометрические параметры рабочей части АДТ Т-5 НИМК ЦАГИ. В сравнительных расчетах держащая экран конструкция не моделировалась ввиду сложности и отсутствия влияния на принципиальный выбор конфигурации стенда. После выбора конфигурации стенда была проведена серия расчетов, включающая стенд целиком (экран и держащая его ферменная конструкция).

На примере обтекания контрольного крыла в АДТ Т-5 продемонстрирована возможность расчета испытываемого объекта в контуре рабочей части АДТ для учета влияния последней на получаемые результаты. И для этого случая получено удовлетворительное совпадение экспериментальных и расчетных данных.

Из сравнения различных геометрических конфигураций стенда следует, что они тождественны для аэродинамики исследуемых объектов. С технологической точки зрения квадратный экран представляется наиболее удобным, поэтому такая форма была принята в качестве окончательной. Существенного влияния рамы для крепления экрана на аэродинамические характеристики исследуемых на стенде объектов не выявлено. Проведенные расчеты по исследованию влияния технологических вырезов в экране также не выявили заметного влияния на аэродинамические характеристики. Предварительно установлены границы работоспособности стенда при проведении аэродинамических испытаний.

При продувках моделей в АДТ Т-5 при двух значениях скорости потока в ее рабочем диапазоне в случае незначительного загромождения трубы имеет место самовозбуждение узкополосных возмущений с частотой примерно 5 и 8 Гц. Хотя при этих скоростях испытания моделей проводиться не будут, для предупреждения возникновения резонансных колебаний стенда при изменении скорости потока в ее рабочем диапазоне было задано, что проектируемый стенд должен иметь собственную частоту в несколько раз более высокую, чем частота возмущения 8 Гц.

Определялась упругая деформация стенда в месте крепления экрана под действием силы на экран от набегающего потока, принятой равной 100 кг, и силы тяжести экрана, принятой равной 120 кг. Плечо действия указанных сил относительно оси рамы, на которой закреплен экран с помощью стрелы рамы, равно 1,2 м. Перемещение находилось при помощи математического моделирования методом конечных элементов.

В результате расчетов были получены:

$\omega_V = 31 \text{ Гц}$ – частота колебаний рамы от горизонтальной нагрузки набегающего потока;

$\omega_G = 61 \text{ Гц}$ – частота колебаний рамы от веса экрана.

Частота колебаний рамы от обеих нагрузок, найденная по правилу треугольника, равна

$$\omega = \sqrt{\omega_V^2 + \omega_G^2} = \sqrt{31^2 + 62^2} = 70 \text{ Гц.}$$

Таким образом, собственная частота рамы стенда на порядок выше частот возмущения потока аэродинамической трубы, что исключает возможность резонанса стенда.

На основе математического моделирования обтекания потоком воздуха в АДТ стенда с вертикальным экраном и установки для исследования явлений аэроупругости гибких ограждений обоснована возможность использования стенда и установки для экспериментальных исследований, соответственно, по определению аэродинамических характеристик сил и моментов моделей ЛА с ШВП и экранопланов и исследований явлений аэроупругости гибких ограждений.

С целью экспериментальных исследований ШВП, получения их характеристик, а также методов обеспечения ремонтпригодности и снижения повреждаемости элементов гибких ограждений ВП различных конструкций при взлете и посадке ЛА с ШВП на элементарно подготовленные и неподготовленные взлетно-посадочные полосы и водные площадки при различных погодных условиях был создан экспериментальный подвижный стенд (рис. 5).

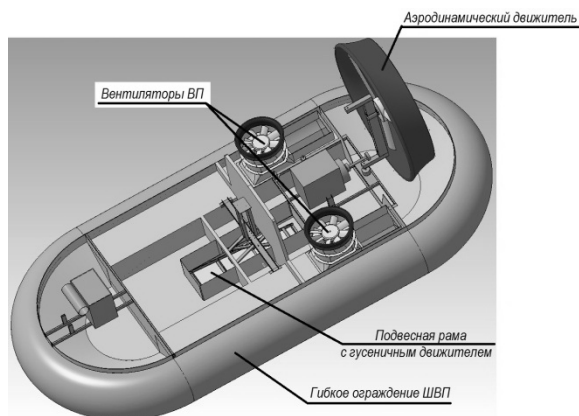


Рис. 5. Экспериментальный подвижный стенд с ШВП

Стенд позволяет отработать новые технологические решения, достигнутые за последние годы в области создания аппаратов на воздушной подушке. В частности, на стенде установлен выдвижной контактный гусеничный движитель, позволяющий аппарату преодолевать уклон поверхности до 12° на скорости до 1 м/с и препятствующий сносу судна с траектории в условиях бокового ветра. За нагнетателями воздушной подушки установлены жалюзи, позволяющие перераспределять потоки воздуха в кормовую или носовую полости подушки, что позволяет существенно снижать вертикальные перегрузки корпуса при движении по взволнованной водной поверхности или грунтовыми поверхностям с периодическими неровностями. Приводы контактного гусеничного движителя и нагнетателей ВП используют гидротрансмиссии [9–10].

В целом, созданный в рамках работы комплекс экспериментальных установок позволяет в полной мере охватить процесс разработки и конструирования шасси летательного аппарата на воздушной подушке.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кульбида В.Е., Морозов В.П. Транспортная эффективность летательных аппаратов безаэродромного базирования. М.: Изд. НИА-Природа, 2003.
2. Ручин А.П. Моделирование удара шасси на воздушной подушке о твердую поверхность и влияние параметров шасси на удар. Труды ЦАГИ. Вып. 2361. 1987.
3. Долгополов А.А., Герасимов А.Н., Кузнецов А.И. Моделирование движения транспортного средства с частичной разгрузкой движителя воздушной подушкой по неровной опорной поверхности. Труды МВТУ. Вып. 506. 1988.
4. Бабаков И.М. Теория колебаний. М.: Наука, 1965.

5. Dolgoplov A.A. et al. Aerodynamical Lift-Fan System And Dynamic Stability OF ACVs. Intenational Conference on Air Cushion Vehicles (ACVs), December 3, 1997, London.

6. Долгополов А.А. и др. Исследование характеристик управляемого движения самолетов с взлетно-посадочным устройством на воздушной подушке по полосе в условиях бокового ветра / Актуальные проблемы акустики, гидродинамики и промышленной аэродинамики. М.: Изд. ЦАГИ, 1998.

7. Долгополов А.А. и др. Амфибийные аппараты ЗАО «Комвен» с многосекционным ограждением шасси на воздушной подушке // Сб. докладов VI научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2006». М.: Изд-во ЦАГИ, 2006. С. 238–242.

8. Долгополов А.А. и др. Разработка средств и законов управления ЛА с комбинированным шасси при рулежке, разбеге и пробеге в условиях бокового ветра и при уклонах ВПП // Сб. докладов VIII научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2010». М.: Изд-во ЦАГИ, 2010. С. 306–313.

9. Попов Д.Н., Ермаков С.А., Лобода И.Н. и др. Инженерные исследования гидроприводов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.

10. Гойдо М.Е. Проектирование объемных гидроприводов. Справочник конструктора. М.: Машиностроение, 2009.

THE COMPLEX OF STANDS FOR TESTING THE AIR CUSHION CHASSIS OF AIRCRAFT AND VEHICLES

Brusov V.A., Katunin A.V., Mtrzlikin Y.Y., Chizhov D.A.

This article deals with a set of stands made in NIMK TSAGI for testing and creating the air cushion chassis for the aircraft and vehicles. It allows to fully embrace the process of developing and constructing the air cushion chassis for aircraft and solve problems relating to peculiarities of such aircraft on the takeoff, landing and movement in the elementary prepared and unprepared soil runways, flat terrain and water areas. The complex includes: the experimental installation to study aeroelasticity phenomena of the chassis in the extending and retracting process with simulation of aircraft and ekranoplane takeoff and landing modes in the air flow, including the wind tunnels; the experimental stand with vertical screen for testing of ekranoplane models in T-5 wind tunnel of NIMC TsAGI, permitting to simultaneously vary the model's position relatively to the screen, roll, pitch (angle of attack), and banking; mobile experimental stand with contact crawler gear, for experimental determination and comparative evaluation of the chassis with different patterns of formation and air cushion fences for all-year-round testing in natural conditions at elementary-prepared and unprepared sites and water areas. Based on mathematical simulation of flow past in the wind tunnel the possibility of use booth stand with vertical screen and experimental installation to study aeroelasticity phenomena of the chassis for experimental studies, respectively, by definition of the aerodynamic characteristics of forces and moments of the air cushion aircraft and ekranoplanes models and the research of phenomena of aeroelasticity of flexible fencing is substantiated.

Key words: stand, air cushion chassis, aircraft, vehicle.

REFERENCES

1. Kulbida V.E., Morozov V.P. Transport efficiency of aircraft basing off-airfield. Moscow, Izd. NIA-Priroda, 2003. [In Russian].

2. Ruchin A.P. Impact simulation of the chassis on an air cushion on hard surface and the effect of the chassis parameters to the impact. Proceedings of TSAGI. 1987. Vol. 2361. [In Russian].

3. Dolgoplov A.A., Gerasimov A.N., Kuznetsov A.I. Modeling of the vehicle movement with a partial unloading of propulsion by air cushion on rough surface. The works of Bauman. 1988. Vol. 506. [In Russian].

4. Babakov I.M. Theory of vibrations. Moscow, Izd-vo Nauka, 1965. [In Russian].

5. Dolgoplov A.A., Maslov A.L., Mitrofovich V.V., Isakovich S.A. Aerodynamical Lift-Fan System And Dynamic Stability OF ACVs. Intenational Conference on Air Cushion Vehicles (ACVs), December 3, 1997, London.

6. Dolgoplov A.A., Jurikhin Y.P., Nikiforova I.G., Chernyak V.V. Investigation of characteristics of the air cushion aircraft controlled movement on the runway in crosswind conditions. Actual problems of acoustics, hydrodynamics and industrial aerodynamics. Moscow, Publishing House TsAGI, 1998. [In Russian].

7. Dolgoplov A.A., Wisniewski G.A., Parish V.N., Merzlikin Y.Y., Mitrofovich V.V., Maslov L.A., Zhuravlev Y.F., Bannikov Y.M., Guskov V.N., Taskaev V.I., Blyzniuk M.A., Guskov A.V. Amphibious vehicles of CJSC "Komven" with slotted guardrail chassis on an air cushion. The collection of the reports of VI scientific conference on hydroaviation "Gidroaviasalon-2006". Moscow, publishing house of the Central Aero-hydrodynamic Institute, 2006. Pp. 238–242. [In Russian].

8. Dolgoplov A.A., Bragazin V.F., Merzlikin Y.Y., Brusov V.A., Sokolyanskiy P.V., Guskov V.N. Development of the means and control laws of an aircraft with combined chassis during taxiing, takeoff and landing in crosswind conditions runway slope. The collection of the reports of the VIII scientific conference on hydroaviation "Gidroaviasalon-2010". Moscow, publishing house of the Central Aero-hydrodynamic Institute, 2010. Pp. 306–313. [In Russian].

9. Popov D.N., Ermakov S.A., Loboda I.N. et al. Engineering studies of aircraft hydraulic actuators. Moscow, Mashinostroenie, 1978. [In Russian].

10. Guido M.E. The Design of volumetric hydraulic actuators. Designer's reference book. Moscow, Mashinostroenie, 2009. [In Russian].

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Брусов Василий Андреевич, старший научный сотрудник НИО-12 «Научно-исследовательского Московского комплекса ЦАГИ» ФГУП «ЦАГИ», кандидат технических наук, электронный адрес: vasyab2@rambler.ru.

Катунин Андрей Владимирович, инженер I категории НИО-12 «Научно-исследовательского Московского комплекса ЦАГИ» ФГУП «ЦАГИ», электронный адрес: katunin_a_v@rambler.ru.

Мерзликин Юрий Юрьевич, главный инженер НИО-12 «Научно-исследовательского Московского комплекса ЦАГИ» ФГУП «ЦАГИ», электронный адрес: ymerzlikin@gmail.com.

Чижов Дмитрий Александрович, старший научный сотрудник НИО-12 «Научно-исследовательского Московского комплекса ЦАГИ» ФГУП «ЦАГИ», кандидат технических наук, электронный адрес: tankist_83@mail.ru.